

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 08-296455

(43)Date of publication of application : 12.11.1996

(51)Int.Cl. F02C 7/18
F01D 5/08
F03G 7/06

(21)Application number : 07-103904

(71)Applicant : ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY
IND CO LTD

(22)Date of filing : 27.04.1995

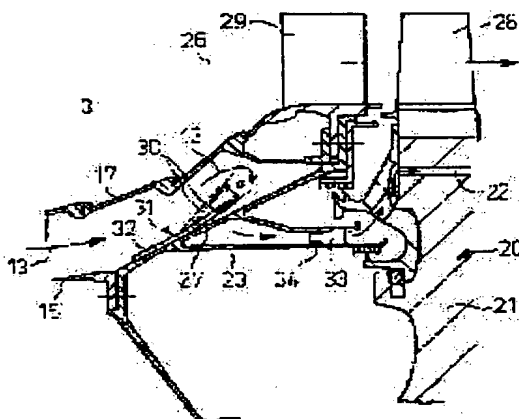
(72)Inventor : ROKUTANDA ITARU
HAYASHI MASAZUMI

(54) TURBO-ENGINE

(57)Abstract:

PURPOSE: To improve heat efficiency at the intermediate load time of a turbo-engine by installing an opening adjust member consisting of a thermosensitive deformation material.

CONSTITUTION: By installing a member 30 for automatically adjusting an opening consisting of a thermosensitive deformation material on the entrance opening 27 of a turbine cooling air guide duct 23, the opening becomes big and the flow rate of a compressed air 13 to the turbine cooling air guide duct 23 becomes much at the maximum load time of a turbo-engine and the opening becomes small and the flow rate of the compressed air 13 to the turbine cooling air guide duct 23 is squeezed at the intermediate load time.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Best Available Copy

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平8-296455

(43) 公開日 平成8年(1996)11月12日

(51) Int.Cl. ⁸	識別記号	庁内整理番号	F I	技術表示箇所
F 0 2 C	7/18		F 0 2 C 7/18	A
F 0 1 D	5/08		F 0 1 D 5/08	
F 0 3 G	7/06		F 0 3 G 7/06	A Z

審査請求 未請求 請求項の数 4 O L (全 6 頁)

(21) 出願番号 特願平7-103904
(22) 出願日 平成7年(1995)4月27日

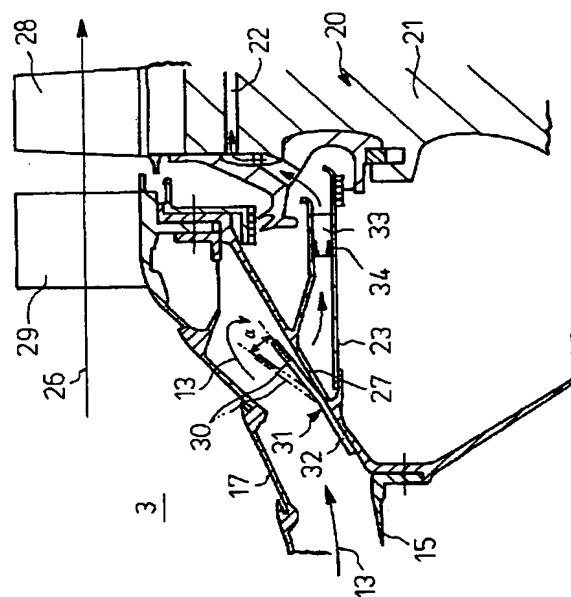
(71) 出願人 000000099
石川島播磨重工業株式会社
東京都千代田区大手町2丁目2番1号
(72) 発明者 六反田 格
東京都田無市向台町三丁目5番1号 石川
島播磨重工業株式会社田無工場内
(72) 発明者 林 正純
東京都田無市向台町三丁目5番1号 石川
島播磨重工業株式会社田無工場内
(74) 代理人 弁理士 山田 恒光 (外1名)

(54) 【発明の名称】 ターボエンジン

(57) 【要約】

【目的】 ターボエンジンの中間負荷時の熱効率を向上し得るようにする。

【構成】 タービン冷却空気案内ダクト23の入口開口27に、感温変形材料からなる開度自動調整用部材30を設けて、ターボエンジンの最大負荷時には開度が大きくなってタービン冷却空気案内ダクト23への圧縮空気13の流量が多くなるようにし、中間負荷時には開度が小さくなってタービン冷却空気案内ダクト23への圧縮空気13の流量が絞られるようにする。



【特許請求の範囲】

【請求項 1】 燃焼器の圧縮空気を、タービンディスクに形成された冷却孔へ導くタービン冷却空気案内ダクトの入口開口に、感温変形材料からなる開度自動調整用部材を設けたことを特徴とするターボエンジン。

【請求項 2】 燃焼器の圧縮空気を、タービンディスクに形成された冷却孔へ導くタービン冷却空気案内ダクトの内部に、感温変形材料からなる角度自動調整式案内羽根を設けたことを特徴とするターボエンジン。

【請求項 3】 感温変形材料がバイメタルである請求項 1 又は 2 記載のターボエンジン。

【請求項 4】 感温変形材料が形状記憶合金である請求項 1 又は 2 記載のターボエンジン。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、ターボエンジンに関するものである。

【0002】

【従来の技術】 図 5 は航空機エンジンとしてのアフタバーナ付きジェットエンジン（ターボファンエンジン）の一例を示すものであり、空気を取り入れるファン 1 と、取入れた空気を圧縮する圧縮機 2 と、圧縮した空気に燃料を混合して燃焼させる燃焼器 3 と、燃焼器 3 の燃焼ガスによりファン 1 及び圧縮機 2 を駆動するタービン 4 と、新たに付加した燃料の燃焼を行うアフタバーナ部 5 とを備えている。

【0003】 そして、アフタバーナ部 5 には、下流側に乱流域 6 を形成するための保炎器 7 と、燃料を噴出させるための燃料ノズル 8 と、点火トーチ 9 とが配され、アフタバーナ部 5 による燃焼ガスをエンジン外筒 10 の内側に設けられたライナ 11 から噴出させることにより、推力の増加を図るようにしている。

【0004】 又、ファン 1 から分岐されたファン流 12 と、圧縮機 2、燃焼器 3、及びタービン 4 から排出されるコア流（圧縮空気）13 とは、混合器 14 を経由させることにより、混合促進が図られるようになっている。

【0005】 上記ターボエンジンにおける燃焼器 3 は、図 6～図 8 に示すように、圧縮機 2 からの圧縮空気 13 が導入される燃焼器ケーシング 15 と、燃焼器ケーシング 15 内部に設けられた多数の空気取入口 16 を有する燃焼器ライナ 17 と、燃焼器ライナ 17 へ燃料 18 を噴射する燃料噴射ノズル 19 とで構成されており、燃焼器ケーシング 15 の後端部には、タービンローター 20 を構成するタービンディスク 21 に形成された冷却孔 22 へ圧縮空気 13 を送るためのタービン冷却空気案内ダクト 23 が形成されており、該タービン冷却空気案内ダクト 23 の内部には、タービンディスク 21 の回転方向 24 へ向けて圧縮空気 13 の流れを偏向させるための案内羽根 25 が周方向に多数取付けられている。

【0006】 尚、図中、26 は燃焼器 3 で発生した燃焼

ガス、27 はタービン冷却空気案内ダクト 23 の入口開口、28 はタービン動翼、29 はタービン静翼である。

【0007】 そして、圧縮機 2 で圧縮された高圧の圧縮空気 13 は、燃焼器ケーシング 15 内へ導かれ、空気取入口 16 から燃焼器ライナ 17 内へ入り、燃料噴射ノズル 19 からの燃料 18 と混合されて燃焼され、燃焼により発生した燃焼ガス 26 のエネルギーにより、タービン動翼 28 を介してタービンローター 20 を回転するが、この時、燃焼に利用されなかった残りの圧縮空気 13 が、燃焼器ケーシング 15 の後端からタービン冷却空気案内ダクト 23 を介してタービンディスク 21 の冷却孔 22 へと送られ、回転しているタービンディスク 21 を冷却する。

【0008】 タービン冷却空気案内ダクト 23 に設けられた案内羽根 25 は、圧縮空気 13 をタービンディスク 21 の回転方向 24 へ偏向させて、圧縮空気 13 が冷却孔 22 へ入り易くするようにしている。

【0009】

【発明が解決しようとする課題】 しかしながら、上記従来のターボエンジンには、以下のような問題があった。

【0010】 即ち、タービン冷却空気案内ダクト 23 を介してタービンディスク 21 の冷却孔 22 へ送られる圧縮空気 13 の量は、ターボエンジンの最大負荷時において十分な冷却能力が確保されるよう決定されていたが、このようにした場合、ターボエンジンの中間負荷時に、タービンディスク 21 が冷却され過ぎてしまうこととなつて、熱効率が低下する。

【0011】 このことは、最大負荷が停止かのいずれかの状態しか選択されない産業用ターボエンジンでは問題にならないが、中間負荷で運転される時間が最も長くなる航空機用ターボエンジンでは大きな問題となる。

【0012】 本発明は、上述の実情に鑑み、中間負荷時の熱効率を向上し得るようにしたターボエンジンを提供することを目的とするものである。

【0013】

【課題を解決するための手段】 本発明の第一の手段は、燃焼器の圧縮空気を、タービンディスクに形成された冷却孔へ導くタービン冷却空気案内ダクトの入口開口に、感温変形材料からなる開度自動調整用部材を設けたことを特徴とするターボエンジンにかかるものである。

【0014】 本発明の第二の手段は、燃焼器の圧縮空気を、タービンディスクに形成された冷却孔へ導くタービン冷却空気案内ダクトの内部に、感温変形材料からなる角度自動調整式案内羽根を設けたことを特徴とするターボエンジンにかかるものである。

【0015】 この場合において、感温変形材料をバイメタルとしても良い。

【0016】 又、感温変形材料を形状記憶合金としても良い。

【0017】

【作用】本発明の作用は以下の通りである。

【0018】タービン冷却空気案内ダクトの入口開口に、感温変形材料からなる開度自動調整用部材を設けて、ターボエンジンの最大負荷時には開度が大きくなってタービン冷却空気案内ダクトへの圧縮空気の流量が多くなるようにし、中間負荷時には開度が小さくなってタービン冷却空気案内ダクトへの圧縮空気の流量が絞られるようにする。

【0019】これにより、中間負荷時において、燃焼に寄与する圧縮空気の割合が増加され、タービンの冷却に寄与する圧縮空気の割合が減少されるので、全体としての熱効率が向上する。

【0020】更に、タービン冷却空気案内ダクトの内部に、感温変形材料からなる角度自動調整式案内羽根を設けて、ターボエンジンの最大負荷時には下流側の部分の角度が大きくなって、タービンディスク回転方向に対する成分が大きくなることにより圧縮空気が冷却孔へ流入し易くなるようにし、中間負荷時には下流側の部分の角度が小さくなって、タービンディスク回転方向に対する成分が小さくなることにより圧縮空気が冷却孔へ流入し難くなるようにする。

【0021】これにより、中間負荷時において、燃焼に寄与する圧縮空気の割合が増加され、タービンの冷却に寄与する圧縮空気の割合が減少されるので、全体としての熱効率が向上する。

【0022】この際、感温変形材料として、バイメタルを用いた場合には、タービン冷却空気案内ダクト周辺の温度変化に伴い、開度自動調整用部材の開度や、角度自動調整式案内羽根の角度を、連続的に変更させることができるので、熱効率が向上させる効果大きい。

【0023】又、感温変形材料として、形状記憶合金を用いた場合には、ある温度を境に記憶した形状を再現させることができるので、開度自動調整用部材の開度や、角度自動調整式案内羽根の角度について、大小二値的な作動状態を得ることができる。

【0024】

【実施例】以下、本発明の実施例を図面を参照しつつ説明する。

【0025】図1～図4は、本発明の一実施例である。

【0026】又、図中、3は燃焼器、13は燃焼器3へ導入される圧縮空気、15は燃焼器3を構成する燃焼器ケーシング、17は燃焼器ケーシング15内に設けられた燃焼器ライナ、20はタービンローター、21はタービンローター20を構成するタービンディスク、22はタービンディスク21に形成された冷却孔、23は燃焼器3の圧縮空気13を、タービンディスク21に形成された冷却孔22へ導くタービン冷却空気案内ダクト、26は燃焼器3で発生された燃焼ガス、27はタービン冷却空気案内ダクト23の入口開口、28はタービンローター20に取付けられた圧縮機駆動タービン動翼、29

は圧縮機駆動タービン静翼である。

【0027】本発明では、タービン冷却空気案内ダクト23の入口開口27に、感温変形材料からなる開度自動調整用部材30を設ける。

【0028】該開度自動調整用部材30は、図2に示すような、テーパ状をした円筒部材31の大径部側を軸方向に切り込んだ分割部分に形成される。尚、円筒部材31の小径部側は、燃焼器ケーシング15への取付部32となる。

【0029】又、開度自動調整用部材30は、ターボエンジンの最大負荷時に開度が大きく、中間負荷時に開度が小さくなるようにする。

【0030】加えて、タービン冷却空気案内ダクト23の内部に、感温変形材料からなる角度自動調整式案内羽根33を設ける。

【0031】該角度自動調整式案内羽根33は、図3に示すように、上流側の部分を溶接34などによってタービン冷却空気案内ダクト23の内壁に固定し、下流側の部分が自由に動けるようにする。

【0032】角度自動調整式案内羽根33は、ターボエンジンの最大負荷時に角度が大きく、中間負荷時に角度が小さくなるようにする。

【0033】そして、前記感温変形材料として、図4に示すような、熱膨張率の異なる二枚の部材35、36の両端を溶接37やリベットやボルトなどで止めてなるバイメタル38か、或いは、形状記憶合金を用いる。

【0034】尚、ターボエンジンの最低負荷から最大負荷までの間に、タービン冷却空気案内ダクト23周辺の温度は、エンジン回転数に応じて連続的に変化するもので、この間に開度自動調整用部材30により開度 α を全開から全閉まで、又、角度自動調整式案内羽根33の角度 β を出側の圧縮空気13に与える周速が冷却孔22の周速と同じになるように連続的に変更させるには、バイメタル38の部材35、36として、ニッケル基耐熱合金とコバルト基耐熱合金との組合せを用いるのが適している（温度が上昇した時に屈曲する側に熱膨張率の小さいニッケル基耐熱合金を使用する）。

【0035】又、形状記憶合金を使用する場合には、燃焼ガス26の温度がタービン動翼28の許容部材温度である900～1000度となった時を境として変形させるよう設定すると中間負荷時の熱効率が良くなるので、この範囲の温度で形状を記憶させることが可能な材料を用いる。

【0036】次に、作動について説明する。

【0037】ターボエンジンの作動及び、タービンディスク21を冷却する過程については図5～図8と同様なので説明を省略する。

【0038】一般に、航空機用ターボエンジンでは、離陸時に最大負荷とする以外は、最大負荷で運転されることが余りなく、最も長時間行われる巡航中などは、中間

負荷で運転される。

【0039】そのため、タービン冷却空気案内ダクト23を介してタービンディスク21の冷却孔22へ送られる圧縮空気13の量を、ターボエンジンの最大負荷時において十分な冷却能力が確保されるよう決定してしまうと、中間負荷時に、タービンディスク21が冷却され過ぎて、熱効率が低下してしまう。

【0040】そこで、本発明では、タービン冷却空気案内ダクト23の入口開口27に、感温変形材料からなる開度自動調整用部材30を設けて、ターボエンジンの最大負荷時には図1に仮想線で示すように開度が大きくなってタービン冷却空気案内ダクト23への圧縮空気13の流量が多くなるようにし、中間負荷時には実線で示すように開度が小さくなってタービン冷却空気案内ダクト23への圧縮空気13の流量が絞られるようにする。

【0041】これにより、中間負荷時において、燃焼に寄与する圧縮空気13の割合が増加され、タービン4の冷却に寄与する圧縮空気13の割合が減少されるので、全体としての熱効率が向上する。

【0042】更に、タービン冷却空気案内ダクト23の内部に、感温変形材料からなる角度自動調整式案内羽根33を設けて、ターボエンジンの最大負荷時には図3に仮想線で示すように、下流側の部分の角度が大きくなって、タービンディスク21回転方向に対する成分が大きくなることにより圧縮空気13が冷却孔22へ流入し易くなるようにし、中間負荷時には実線で示すように下流側の部分の角度が小さくなって、タービンディスク21回転方向に対する成分が小さくなることにより圧縮空気13が冷却孔22へ流入し難くなるようにする。

【0043】これにより、中間負荷時において、燃焼に寄与する圧縮空気13の割合が増加され、タービン4の冷却に寄与する圧縮空気13の割合が減少されるので、全体としての熱効率が向上する。

【0044】この際、感温変形材料として、図4に示すような、バイメタル38を用いた場合には、タービン冷却空気案内ダクト23周辺の温度変化に伴い、開度自動調整用部材30の開度や、角度自動調整式案内羽根33の角度を、連続的に変更させることができるので、熱効*

* 率を向上させる効果が大きい。

【0045】又、感温変形材料として、形状記憶合金を用いた場合には、ある温度を境に記憶した形状を再現させることができるので、開度自動調整用部材30の開度や、角度自動調整式案内羽根33の角度について、大小二値的な作動状態を得ることができる。

【0046】尚、本発明は、上述の実施例にのみ限定されるものではなく、どちらか一方のみ設けるようにしても良いこと、その他、本発明の要旨を逸脱しない範囲内において種々変更を加え得ることは勿論である。

【0047】

【発明の効果】以上説明したように、本発明のターボエンジンによれば、中間負荷時の熱効率を向上することができるという優れた効果を奏し得る。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の一実施例の拡大した側方断面図である。

【図2】図1の円筒部材の概略斜視図である。

【図3】図1の角度自動調整式案内羽根を半径方向から見た概略図である。

【図4】バイメタルの説明図である。

【図5】ターボエンジンの概略側方断面図である。

【図6】図5のVI部分の拡大図である。

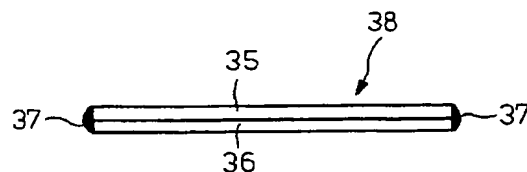
【図7】タービン冷却空気案内ダクト内部に設けられた案内羽根と、タービンディスクに設けられた冷却孔との関係を示す概略図である。

【図8】図6のVII部分の拡大図である。

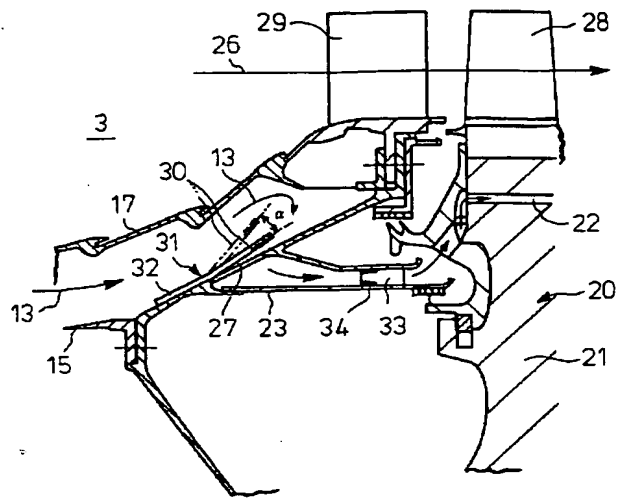
【符号の説明】

- 3 燃焼器
- 13 圧縮空気
- 21 タービンディスク
- 22 冷却孔
- 23 タービン冷却空気案内ダクト
- 27 入口開口
- 30 開度自動調整用部材
- 33 角度自動調整式案内羽根
- 38 バイメタル

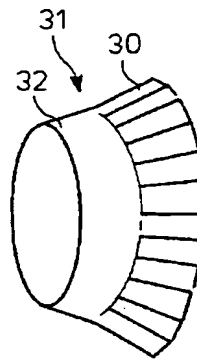
【図4】



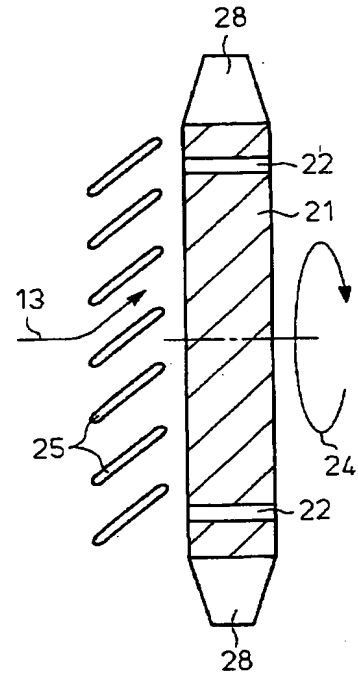
【図1】



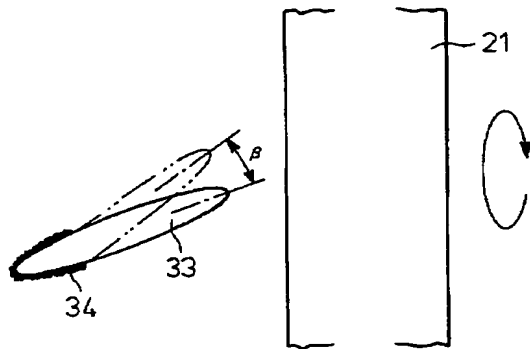
【図2】



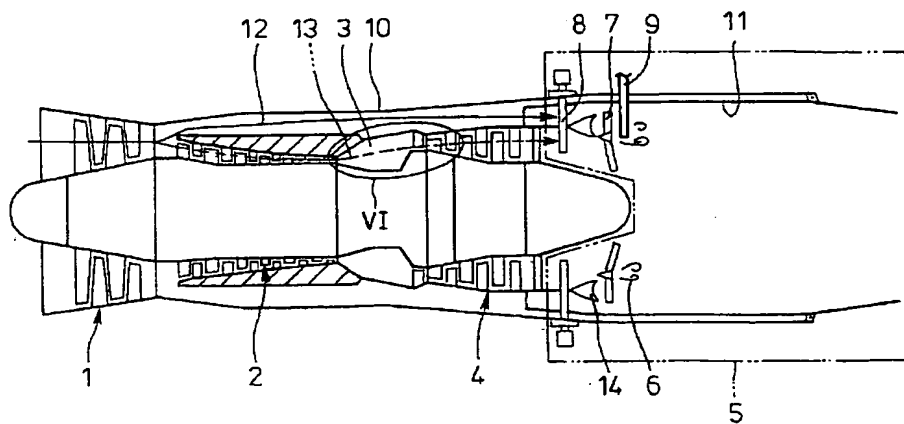
【図7】



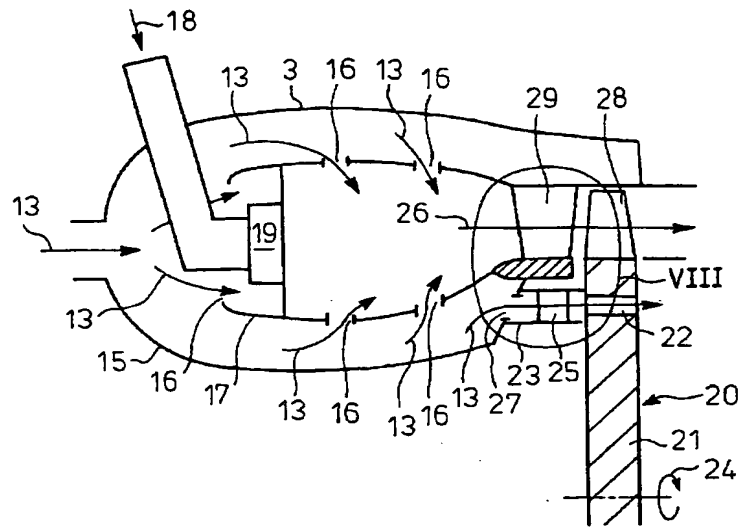
【図3】



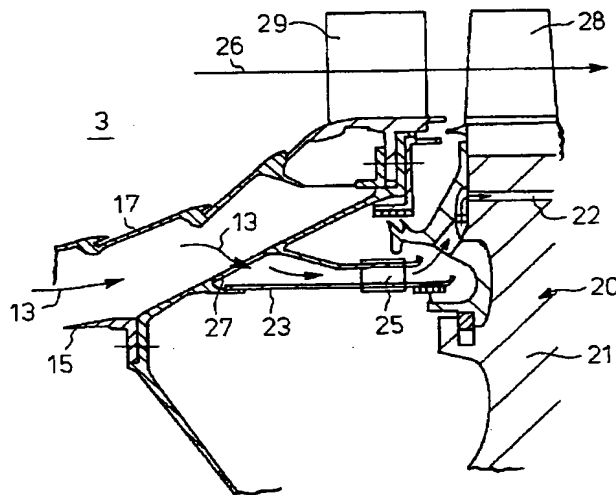
【図5】



【図6】



【図8】



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP03/02556

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

Int.Cl⁷ F01D5/08, F01D11/02, F02C7/18, F02C7/28

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

Int.Cl⁷ F01D5/08, F01D11/02, F02C7/18, F02C7/28

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Jitsuyo Shinan Koho 1922-1996 Jitsuyo Shinan Toroku Koho 1996-2003

Kokai Jitsuyo Shinan Koho 1971-2003 Toroku Jitsuyo Shinan Koho 1994-2003

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X A	JP 11-36802 A (Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.), 09 February, 1999 (09.02.99), Figs. 1, 8 (Family: none)	1, 2 3-8
X A	EP 1205634 A (GENERAL ELECTRIC CO.), 15 May, 2002 (15.05.02), Figs. 1, 9 & US 6402471 B & JP 2002-201906 A & BR 105005 A & CA 2359291 A	1, 2 3-8
X A	JP 2000-204904 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 25 July, 2000 (25.07.00), Par. Nos. [0002] to [0010]; Fig. 2 (Family: none)	1, 2 3-8

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
 "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
 "E" earlier document but published on or after the international filing date
 "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
 "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
 "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
 "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
 "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
 "&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search
04 June, 2003 (04.06.03)Date of mailing of the international search report
17 June, 2003 (17.06.03)Name and mailing address of the ISA/
Japanese Patent Office

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP03/02556

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 4425079 A (Rolls-Royce Ltd.), 10 June, 1984 (10.06.84), Full text; all drawings & GB 2081392 A & FR 2490722 A & DE 3130573 A & JP 57-116102 A	1-8
A	US 5967745 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 19 October, 1999 (19.10.99), Full text; all drawings & JP 10-259703 A & DE 19811294 A & CA 2229883 A	1-8
A	DE 19931763 A (Rolls-Royce Deutschland GmbH), 11 January, 2001 (11.01.01), Fig. 2 (Family: none)	1-8
A	WO 95/30071 A (United Technologies Corp.), 09 November, 1995 (09.11.95), Fig. 1 & US 5522698 A & EP 757750 A & DE 69504053 C & JP 9-512607 A	1-8

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ BLACK BORDERS
- ☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☐ FADED TEXT OR DRAWING
- ☐ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☒ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.